

416-96A.JA 0117009
SEP 1980

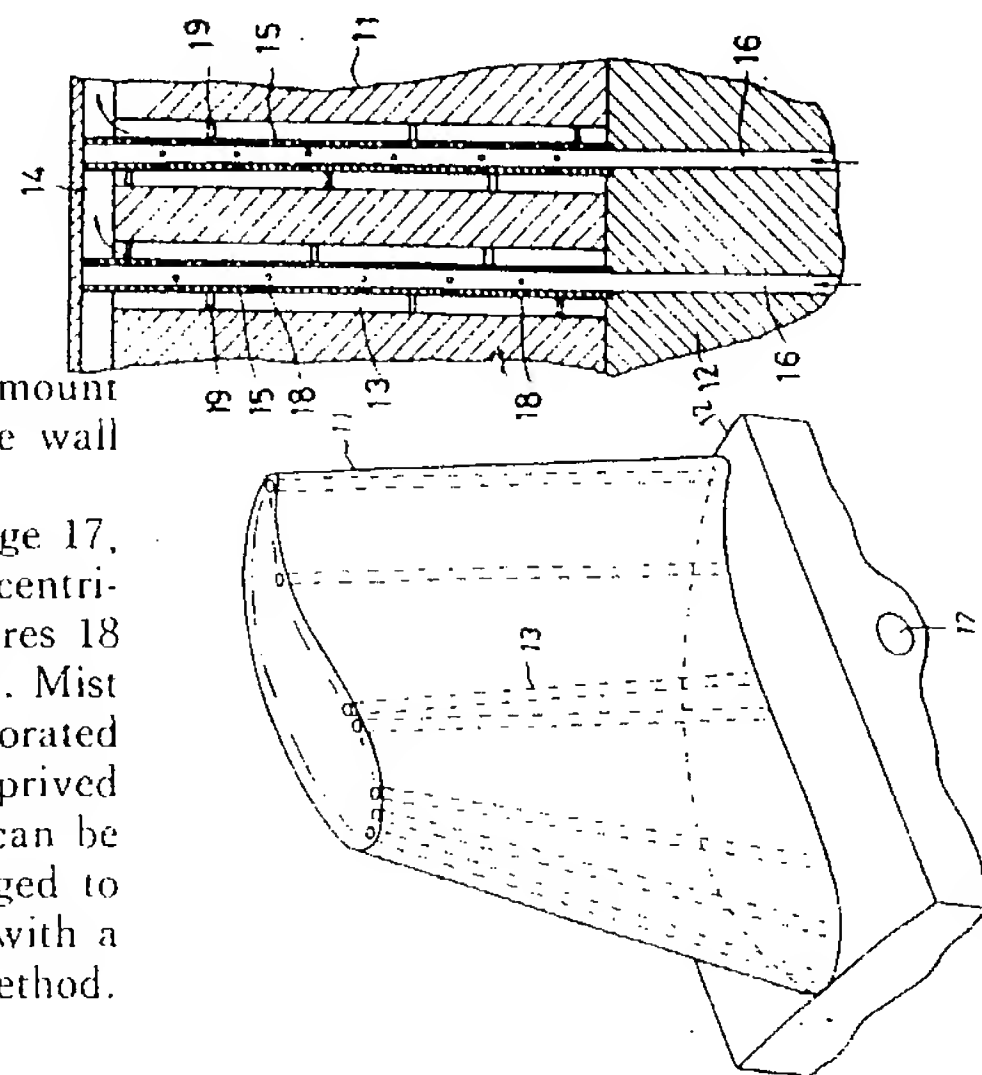
101 M 42

(54) GAS-TURBINE BLADE

(11) 55-117009 (A) (43) 9.9.1980 (19) JP
 (21) Appl. No. 54-23214 (22) 28.2.1979
 (71) TOKYO SHIBAURA DENKI K.K. (72) KATSUJI IWAMOTO
 (51) Int. Cl.³ F01D5/18

PURPOSE: To cool the entire blade body efficiently with a relatively small amount of cooling liquid, by spraying cooling liquid from apertures formed in the wall of coolant guiding tubes extended inside the blade body.

CONSTITUTION: When cooling liquid is introduced into coolant inlet passage 17, cooling liquid is carried into coolant guiding tubes 15 and compressed by the centrifugal force. By the compression force, cooling liquid is issued from apertures 18 in the form of mist and ejected onto the inner surface of cooling passages 13. Mist of cooling liquid thus ejected onto the wall of cooling passages 13 is evaporated by depriving heat from the inner surface of passages 13. Since much heat is deprived by evaporation cooling than by liquid cooling, the body 11 of rotor blade can be cooled more efficiently. Steam produced in cooling passages 13 is discharged to the outside through passage 14. Thus, the blade can be cooled efficiently with a smaller amount of cooling liquid as compared with the fully liquid-cooling method.



⑮ Int. Cl.³
F 01 D 5/18

識別記号

庁内整理番号
6620—3G

⑯ 公開 昭和55年(1980)9月9日

発明の数 1
審査請求 未請求

(全 4 頁)

⑰ ガスタービンの翼

京芝浦電気株式会社総合研究所
内

⑱ 特 願 昭54—23214

⑲ 出 願 人 東京芝浦電気株式会社

⑳ 出 願 昭54(1979)2月28日

川崎市幸区堀川町72番地

㉑ 発 明 者 岩本勝治

㉒ 代 理 人 弁理士 鈴江武彦 外 2 名

川崎市幸区小向東芝町1番地東

明 細 書

1. 発明の名称

ガスタービンの翼

2. 特許請求の範囲

翼本体と、この翼本体の表面近傍内部に複数設けられた冷却路と、これら冷却路内にそれぞれ挿設された冷却液案内管と、この案内管の壁に設けられ案内された冷却液を前記冷却路の内面に向けてスプレーする複数の小孔とを具備したことを特徴とするガスタービンの翼。

3. 発明の詳細な説明

本発明は、少量の冷却液で良好に冷却できるようにしたガスタービンの翼に関する。

周知のように、ガスタービンは、往復機関に比較して小形軽量で大馬力が得られるなどの多くの利点を有している。

このようなガスタービン、たとえば等圧燃焼式のものを例にとると、通常、第1図に示すように筒状のケーシング1内に軸2を回転自在に設け、この軸2の両端部とケーシング1との間

にそれぞれ圧縮機3とパワータービン4とを構成し、圧縮機3で圧縮された高圧空気は燃焼器5内の圧力を高め、この状態で燃料を噴射させて燃焼させ、この燃焼によつて生じた超高压の高温ガスをパワータービン4に導いて膨張させることにより軸2の回転動力を得るように構成されている。そして、圧縮機3は、図の場合では案内羽根6と回転羽根7とを軸方向へ配列して軸流型とし、また、パワータービン4は軸2に固定された動翼8とケーシング1に固定された静翼9とを軸方向へ交互に配列して構成されている。

ところで、上記のようなガスタービンにおいて、効率を向上させるためには、パワータービン4の入口におけるガス温度を高めることが最も有効な手段であると云われている。しかし、パワータービン4を構成する金属材料の許容温度は、一般的に800℃程度であり、これ以上にガス温度を上げることはできない。したがつて、上記の値以上にガス温度を上げるには、パ

ワーターピンを構成する部材、特に翼を効率よく冷却する必要がある。

翼を冷却する手段としては、従来、種々考えられており、これらを大別すると空冷方式と液冷方式とに分類できる。何れの方式も翼の表面下に複数の冷却通路を設け、この通路内に空気や冷却液を過流させるようにしている。

しかしながら、空冷方式を採用したものにあつては、ガスの温度を上げようとする必要空気量が著しく増加し、それに伴つて付属設備も大容量化し、ガス温度がある値以上になるとかえつて総合効率が低下する問題があつた。また、液冷方式を採用したものにあつては、冷却液の使用量を少なくしようとする局所的に大きな熱応力が発生して翼を破損させる虞れがあり、また冷却液の使用量を少なくした状態で熱応力を緩和させようとする翼の構造が複雑化して製作が困難になるなどの問題があつた。

本発明は、このような事情に鑑みてなされたもので、その目的とするところは、少ない冷却

液で翼全体を効率よく冷却でき、しかも翼の製作の容易化をも図り得るガスタービンの翼を提供することにある。

以下、本発明の詳細を図示の実施例によつて説明する。

第2図は本発明を適用した動翼を取り出して示すもので、図中11は動翼本体を、12は上記動翼本体11を図示しない軸に連結する翼台を示している。

動翼本体11は、公知の翼と同様に三次元的に広がる形状に形成されている。そして、動翼本体11の表面近傍内部には、根本部側から先端部側へかけて、かつ動翼本体11の周面に沿つて複数の円形の冷却路13が形成されている。

これら冷却路13は第3図に示すようにその根本部側の端部が動翼本体11と翼台12との接合部で行き止まりとなつており、また先端部側の端部が動翼本体11の先端内部に形成された流路14に共通に接続されている。なお上記流路14は動翼本体11の後縁部に設けられた

4

図示しない開口を介して外部へ通じている。

しかして、各冷却路13内には、この冷却路13と同心円的に冷却液案内管15が挿設されている。これら冷却液案内管15の先端部側に位置する端部は流路14のいわゆる上壁内面によつて閉塞されている。また、上記冷却液案内管15の根本部側の端部はそれぞれ翼台12内に設けられた孔16に接続され、これら孔16は翼台12に設けられた冷却液導入路17に共通に接続されている。そして、前記各冷却液案内管15の側壁には上記案内管15内へ導かれた冷却液を霧状に変換して冷却路13の内面にスプレーする小孔18が複数個設けられている。この小孔18の個数は、翼表面方向へ多数設けられ、翼内面方向および隣接する案内管方向へは少なく設けられている。また、翼の前縁と後縁に位置する冷却液案内管15にはあらゆる方向へ同程度の分布に小孔18が設けられている。なお、図中19は冷却路13の内面と冷却液案内管15との間に介在し上記案内管15を保持

5

するスペーサを示している。

このような構成であれば、運転時に、図示しない手段で冷却液導入路17に冷却液を導入すると、この冷却液は孔16を通つて各冷却液案内管15内へ導かれ遠心力で圧縮される。そして、上記圧縮力で小孔18から霧状となつて噴出し、冷却路13の内面に噴射され、上記内面から熱を奪つて蒸発する。蒸発冷却は液冷却より高い熱を奪うので結局、動翼本体11は良好に冷却されることになる。そして、冷却路13内で発生した蒸気は流路14を介して外部へ排出される。

このように、翼の表面近傍内部に冷却路13を設け、この冷却路13内に上記冷却路13の内面へ向けて冷却液をスプレーする小孔18を有した冷却液案内管15を設けている。したがつて、完全液冷式のものに較べて少ない冷却液で良好に冷却することができる。また構造もそれほど複雑化することがなく、結局、翼の製作の容易化も図ることができる。また、スペーサ19

6

11…動翼本体、12…翼台、13…冷却路、
15…冷却液案内管、18…小孔。

によつて冷却路13の内面に形成される液膜を
いわゆる分流させることができるので各部に冷
却液を接触させることができなお、一層良好に
冷却できる。また実施例のように小孔18の分
布密度を設定しておけば翼の各部温度をほぼ均
一化することができる。

なお、上述した実施例は本発明を動翼に適用
した例であるが静翼にも適用できることは勿論
である。また、冷却路13内に熱伝導率の良い
部材で形成された管を密接に挿設し、この管の
内部に冷却液案内管15を挿設してもよい。ま
た、翼の表面に耐熱性の被膜を設けてもよい。

以上詳述したように、本発明によれば少ない
冷却液で良好に冷却でき、しかも製作の容易な
ガスタービンの翼を提供できる。

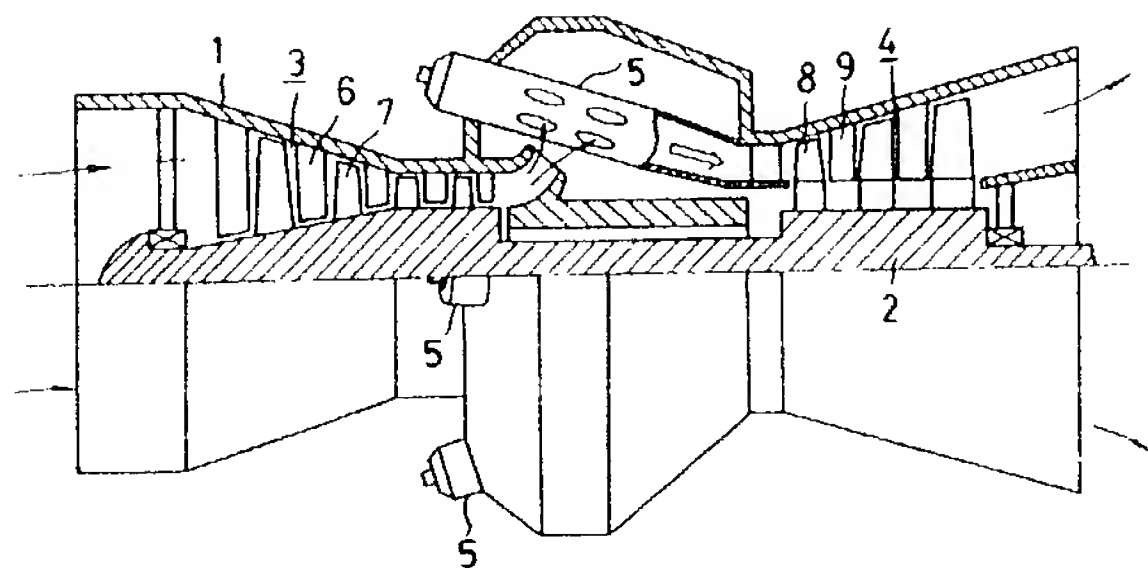
4. 図面の簡単な説明

第1図はガスタービンを一部切欠して示す側
面図、第2図は本発明を適用した動翼の一例を
示す斜視図、第3図は同動翼内に設けられた冷
却機構を示す断面図である。

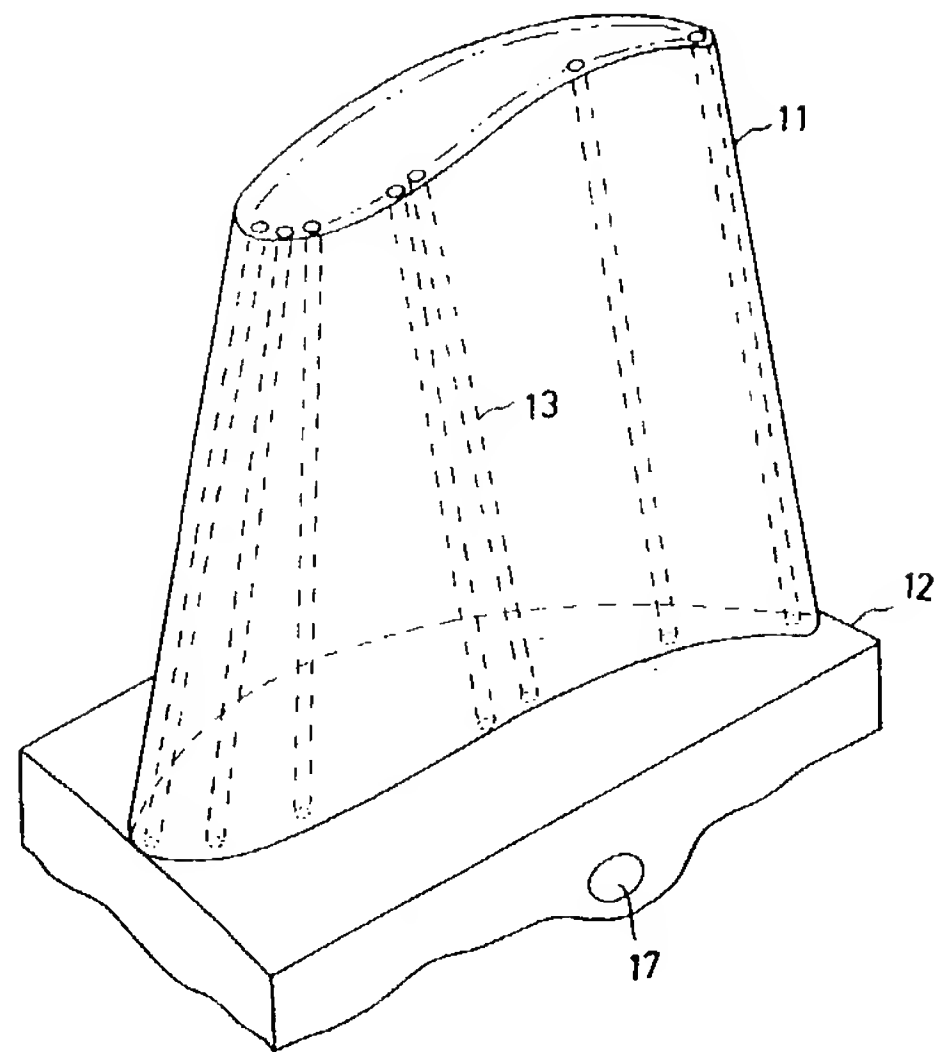
7

8

才 1 図



才 2 図



Japan

特開昭55-117009(4)

才 3 図

